



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 115371500 A

(43) 申请公布日 2022. 11. 22

(21) 申请号 202211299666.2

(22) 申请日 2022.10.24

(71) 申请人 哈尔滨工业大学

地址 150001 黑龙江省哈尔滨市南岗区西
大直街92号

(72) 发明人 曹喜滨 郭金生 邱实 吴凡
岳程斐 魏承

(74) 专利代理机构 西安维英格知识产权代理事
务所(普通合伙) 61253
专利代理师 李斌栋 沈寒西

(51) Int.Cl.

F42B 15/00 (2006.01)

B64G 1/10 (2006.01)

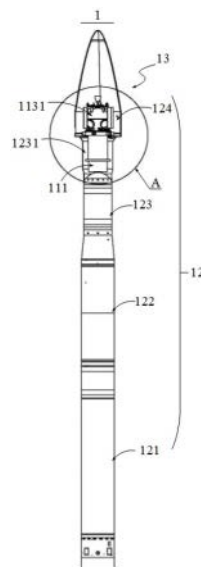
权利要求书1页 说明书4页 附图6页

(54) 发明名称

一种星箭载一体化飞行器

(57) 摘要

本发明实施例公开了一种星箭载一体化飞行器,属于航天结构设计技术领域;所述星箭载一体化飞行器包括卫星和运载器,所述卫星包括有效载荷、仪器舱、动力控制系统及安装于所述动力控制系统中的贮箱外部上的太阳能帆板,所述运载器包括运载子级一级火箭,运载子级二级火箭,运载子级三级火箭和运载子级末级火箭;其中,所述卫星与所述运载器的运载子级末级火箭共用所述动力控制系统中的贮箱以形成星箭一体化飞行器;所述星箭一体化飞行器被倒置地安装于所述运载子级三级火箭与所述运载子级末级火箭之间的过渡段上,以通过所述有效载荷与所述运载器进行连接。本发明实施例提供的星箭载一体化飞行器能够提升卫星的运载能力和有效载荷的重量占比。



1. 一种星箭载一体化飞行器,其特征在于,所述星箭载一体化飞行器包括卫星和运载器,所述卫星包括有效载荷、仪器舱、动力控制系统及安装于所述动力控制系统中的贮箱外部上的太阳能帆板,所述运载器包括运载子级一级火箭,运载子级二级火箭,运载子级三级火箭和运载子级末级火箭;其中,

所述卫星与所述运载器的运载子级末级火箭共用所述动力控制系统中的贮箱以形成星箭一体化飞行器;

所述星箭一体化飞行器被倒置地安装于所述运载子级三级火箭与所述运载子级末级火箭之间的过渡段上,以通过所述有效载荷与所述运载器进行连接。

2. 根据权利要求1所述的星箭载一体化飞行器,其特征在于,所述有效载荷中设置有柱体的主结构,所述主结构的上端部外周设置有多多个星箭连接点,用于连接所述星箭一体化飞行器与所述过渡段。

3. 根据权利要求2所述的星箭载一体化飞行器,其特征在于,所述多个星箭连接点与所述过渡段之间的连接处分别设置有隔振器。

4. 根据权利要求2所述的星箭载一体化飞行器,其特征在于,所述主结构与所述仪器舱的安装板之间通过螺栓相连接,且所述主结构与所述仪器舱的安装板之间的连接处设置有隔振器。

5. 根据权利要求2所述的星箭载一体化飞行器,其特征在于,所述主结构与所述仪器舱的安装板之间设置有多层导热膜。

6. 根据权利要求2所述的星箭载一体化飞行器,其特征在于,所述主结构与所述动力控制系统中的贮箱之间通过螺栓相连接,且所述主结构与所述动力控制系统中的贮箱之间的连接设置有隔振器。

7. 根据权利要求1所述的星箭载一体化飞行器,其特征在于,所述动力控制系统、所述仪器舱与所述有效载荷之间能够独立拆装及测试。

8. 根据权利要求1所述的星箭载一体化飞行器,其特征在于,所述动力控制系统的贮箱与所述仪器舱的安装板之间设置有隔振器。

9. 根据权利要求1所述的星箭载一体化飞行器,其特征在于,所述动力控制系统的贮箱的外部还安装有飞轮、磁力矩器、轨控发动机、多个姿控发动机及多个高压气瓶;其中,所述高压气瓶对称设置于所述贮箱的底面上;所述轨控发动机设置于所述高压气瓶之间并向外喷射气体产生推进力;所述姿控发动机对称设置于所述高压气瓶的外侧并向外喷射气体产生推进力。

10. 根据权利要求9所述的星箭载一体化飞行器,其特征在于,所述贮箱与所述飞轮之间设置有隔振器。

一种星箭载一体化飞行器

技术领域

[0001] 本发明实施例涉及航天结构设计技术领域,尤其涉及一种星箭载一体化飞行器。

背景技术

[0002] 为实现对突发性事件的观测,卫星多搭载固体运载器发射,尽管固体运载器,例如固体运载火箭,能够对突发性事件做出快速响应,但是固体运载器在所运载卫星的入轨有效载荷重量方面的能力有限,具体来说,在距离500km的太阳同步轨道上固体运载器的能力大约为200~1200Kg,入轨有效载荷的重量占比约为10~30%,严重制约了应对突发性事件的空间响应能力。因此,为了提升固体运载器空间快速响应能力,发展卫星与固体运载火箭(以下简称“星箭”)一体化系统具有重要的战略意义。星箭一体化具有快速研制、快速集成、快速测试、快速发射和快速入轨等特点,可以应用于各种突发应急状况(例如,自然灾害突发和通信系统发生故障等),以实现卫星的快速发射和空间部署,及时获取突发性事件信息,最大限度地减少损失并组织抗击突发性事件。

[0003] 星箭一体化飞行器为实现最大的效能,要求具备轻巧的结构,可通过降低运载火箭所运输载荷的重量,例如一体化飞行器中的火箭与卫星,通过共用部分重复的设备和结构,大幅度降低了入轨的冗余重量。但现有星箭一体化中的卫星,其入轨后卫星舱体所对应的载荷比较低,影响了飞行器起飞重量的进一步降低。目前国内对星箭一体化飞行器系统已经开展了相关技术研究,但是还存在一些问题,具体为:

(1)受制于发射平台承载重量的限制,小型运载器的运载能力有限,使得小型运载器与卫星组合的应用受到限制;

(2)运载器与卫星相互独立导致发射准备过程中组装、测试周期较长,不利于卫星的快速入轨;

(3)运载器与卫星部分设备重复,浪费燃料与硬件资源,存在进一步改善的空间;

(4)入轨飞行器的有效载荷重量占比低;

(5)飞行器的有效载荷、推进系统及电子系统模块化程度低,不利用批量生产和测试。

发明内容

[0004] 有鉴于此,本发明实施例期望提供一种星箭载一体化飞行器;能够提升运载器的运载能力,提高入轨卫星的有效载荷重量占比的同时,提高了飞行器系统的模块化程度,以实现批量生产和测试。

[0005] 本发明实施例的技术方案是这样实现的:

本发明实施例提供了一种星箭载一体化飞行器,所述星箭载一体化飞行器包括卫星和运载器,所述卫星包括有效载荷、仪器舱、动力控制系统及安装于所述动力控制系统中的贮箱外部上的太阳能帆板,所述运载器包括运载子级一级火箭,运载子级二级火箭,运载子级三级火箭和运载子级末级火箭;其中,

所述卫星与所述运载器的运载子级末级火箭共用所述动力控制系统中的贮箱以形成星箭一体化飞行器；

所述星箭一体化飞行器被倒置地安装于所述运载子级三级火箭与所述运载子级末级火箭之间的过渡段上，以通过所述有效载荷与所述运载器进行连接。

[0006] 本发明实施例提供了一种星箭载一体化飞行器；通过卫星与运载器的运载子级末级火箭共用推进系统以形成星箭一体化飞行器，进而将星箭一体化飞行器安装于过渡段上，以实现卫星、运载器以及有效载荷的一体化设计，并同时通过控制有效载荷的重量占比，以提高卫星入轨时的有效载荷的重量占比，进而使得星箭载一体化飞行器能够更好地实现对突发性事件的观测。

附图说明

[0007] 图1为本发明实施例提供的一种星箭载一体化飞行器的结构示意图；

图2为图1中A部分的局部放大图；

图3为本发明实施例提供的卫星结构的爆炸示意图；

图4为常规技术方案中卫星与运载子级末级火箭之间的连接示意图；

图5为本发明实施例提供的有效载荷的主结构与仪器舱的安装板之间的连接示意图；

图6为图5中沿B-B的截面示意图；

图7为本发明实施例提供的有效载荷与仪器舱的结构组装示意图；

图8为本发明实施例提供的有效载荷与仪器舱之间的传热示意图；

图9为本发明实施例提供的卫星的结构组装示意图；

图10为本发明实施例提供的动力控制系统的结构示意图。

具体实施方式

[0008] 下面将结合本发明实施例中的附图，对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述。

[0009] 参见图1至图3，其示出了本发明实施例提供的一种星箭载一体化飞行器1，所述星箭载一体化飞行器1包括卫星11和运载器12，所述卫星11包括有效载荷111、仪器舱112、动力控制系统113及安装于所述动力控制系统113上的太阳能帆板114，所述运载器12包括运载子级一级火箭121，运载子级二级火箭122，运载子级三级火箭123和运载子级末级火箭124；其中，

所述卫星11与所述运载器12的运载子级末级火箭124共用所述动力控制系统113中的贮箱1131以形成星箭一体化飞行器13；

所述星箭一体化飞行器13被倒置地安装于所述运载子级三级火箭123与所述运载子级末级火箭124之间的过渡段1231上，以通过所述有效载荷111与所述运载器12进行连接。

[0010] 需要说明的是，在常规技术方案中，如图4所示，卫星11与运载子级末级火箭124分别在卫星推力器41与末级推力器42的作用下使得对接环43与运载子级末级火箭124上的卫星支撑舱44分离，进而使得卫星11与运载器12的运载子级末级火箭124分开以形成使得运

载器12和卫星11的分体式发射方式,但是,在本发明实施例中运载器12的运载子级末级火箭124与卫星11共用推进系统形成了运载器12与卫星11的一体化发射方式。

[0011] 对于星箭载一体化飞行器1,在一些可能的实施方式中,如图3所示,所述有效载荷111中设置有柱体的主结构1111,所述主结构1111的上端部外周设置有多多个星箭连接点1112,用于连接所述星箭一体化飞行器13与所述过渡段1231。

[0012] 对于上述实施方式,在一些示例中,所述多个星箭连接点1112与所述过渡段1231之间的连接处分别设置有图5中所示的隔振器52,以减少运载器12的主动段振动对有效载荷111的影响。

[0013] 对于上述实施方式,在一些示例中,如图5所示,所述主结构1111与所述仪器舱112的安装板31之间通过螺栓相连接,且所述主结构1111与所述仪器舱12的安装板31之间的连接处设置有隔振器52,以降低仪器舱112的振动对有效载荷111的影响。

[0014] 当然,如图6所示,在具体实施过程中在螺栓51与隔振器52之间还设置有限位衬套61。

[0015] 可以理解地,如图7所示,仪器舱112通过安装板31与有效载荷111安装后,实现了星载一体化。

[0016] 此外,如图3所示,仪器舱112用于安装飞行器仪器32,包括电子设备,电源控制器及蓄电池等的电子仪器,以及卫星支撑舱44。

[0017] 对于上述实施方式,在一些示例中,如图8所示,所述主结构1111与所述仪器舱112的安装板31之间设置有多层导热膜81。可以理解地,在具体实施过程中可以根据不同的热控需求以调节导热膜81的层数来实现不同的传热或隔热效果。

[0018] 对于上述实施方式,在一些示例中,如图3所示,所述主结构1111与所述动力控制系统113中的贮箱1131之间通过螺栓相连接,且所述主结构1111与所述动力控制系统113中的贮箱1131之间的连接设置有隔振器52,以降低动力控制系统113振动对有效载荷111的影响。

[0019] 可以理解地,在具体实施过程中,如图3所示,安装板31上设置有安装孔311,以使贮箱1131的底座11311能够通过上述的安装孔311以与有效载荷111的主结构1111通过螺栓连接,当然,在贮箱1131的底座11311上设置有螺栓孔11312。

[0020] 此外,参见图9,其示出了卫星11组装后的结构示意图。由图9可以看出,运载器12通过有效载荷111上的星箭连接点1112直接传力至卫星11,实现了星箭载一体化飞行器1的整体传力路径最短。另一方面,在本发明实施例中,将运载器12与卫星11一体化设计,实现了星箭载一体化飞行器1的轻量化设计,并提高了入轨卫星11的有效载荷111的重量占比,具体来说,卫星11中其余系统的重量占比为30%,有效载荷111的重量占比可达到70%。

[0021] 需要说明的是,在本发明实施例中,有效载荷111的主结构1111为主要承力结构,因此在具体实施过程中进行了加强设计,以更好地进行传力。

[0022] 当然,在本发明实施例中,所述动力控制系统113、所述仪器舱112与所述有效载荷111之间能够独立拆装及测试。可以理解地,卫星11中的有效载荷111、仪器舱112及动力控制系统113各自之间进行模块化设计,能够便于独立组装及测试。具体来说,有效载荷111、仪器舱112及动力控制系统113的模块化设计,实现了快速批量生产、独立批量测试,使得总装和测试时间能够缩短70%。

[0023] 对于星箭载一体化飞行器1,在一些可能的实施方式中,所述动力控制系统112的贮箱1131与所述仪器舱112的安装板31之间设置有隔振器52,以减少所述贮箱1131中的液体晃动对所述有效载荷111的影响。

[0024] 对于星箭载一体化飞行器1,在一些可能的实施方式中,如图10所示,所述动力控制系统113的贮箱1131的外部还安装有飞轮101、磁力矩器102、轨控发动机103、多个姿控发动机104及多个高压气瓶105;其中,所述高压气瓶105对称设置于所述贮箱1131的底面上;所述轨控发动机103设置于所述高压气瓶105之间并向外喷射气体产生推进力;所述姿控发动机104对称设置于所述高压气瓶105的外侧并向外喷射气体产生推进力。

[0025] 对于上述实施方式,在一些示例中,如图10所示,所述贮箱1131与所述飞轮101之间设置有隔振器52,以降低由于飞轮101微振动对有效载荷111的影响。

[0026] 可以理解地,在本发明实施例中,隔振器52可以为T型橡胶隔振器,也可以根据实际的需求采用其他类型的橡胶隔振器;当然,隔振器52可以根据不同的应用场景采用不同的尺寸。

[0027] 对于本发明实施例提供的飞行器系统1,其通过将仪器舱112安装于有效载荷111结构上,实现了星载一体化,同时将卫星11与运载器12的运载子级末级火箭124共用推进系统形成星箭一体化飞行器13,进而将星箭一体化飞行器13安装于运载子级三级火箭123与运载子级末级火箭124之间的过渡段1231上,以实现卫星11、运载器12以及有效载荷111的一体化设计,并同时通过控制有效载荷111的重量占比,以提高卫星11入轨时的有效载荷111的重量占比,进而使得星箭载一体化飞行器1能够更好地实现对突发性事件的观测。

[0028] 需要说明的是:本发明实施例所记载的技术方案之间,在不冲突的情况下,可以任意组合。

[0029] 以上所述,仅为本发明的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,可轻易想到变化或替换,都应涵盖在本发明的保护范围之内。因此,本发明的保护范围应以所述权利要求的保护范围为准。

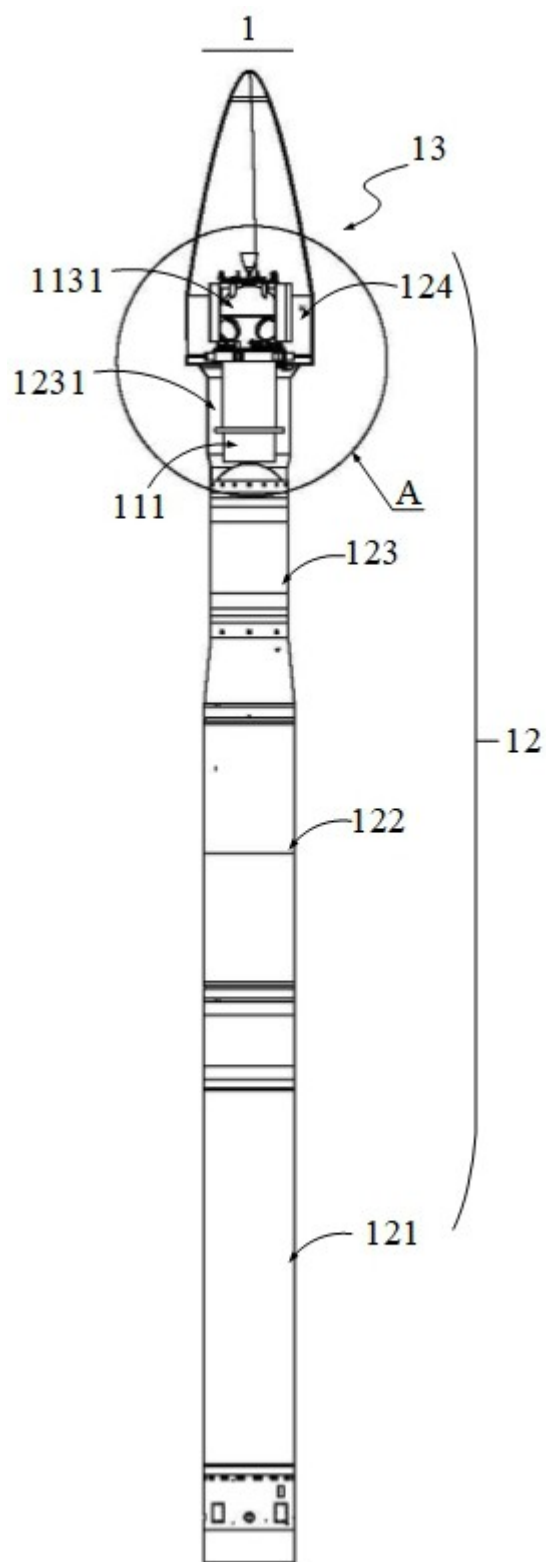


图1

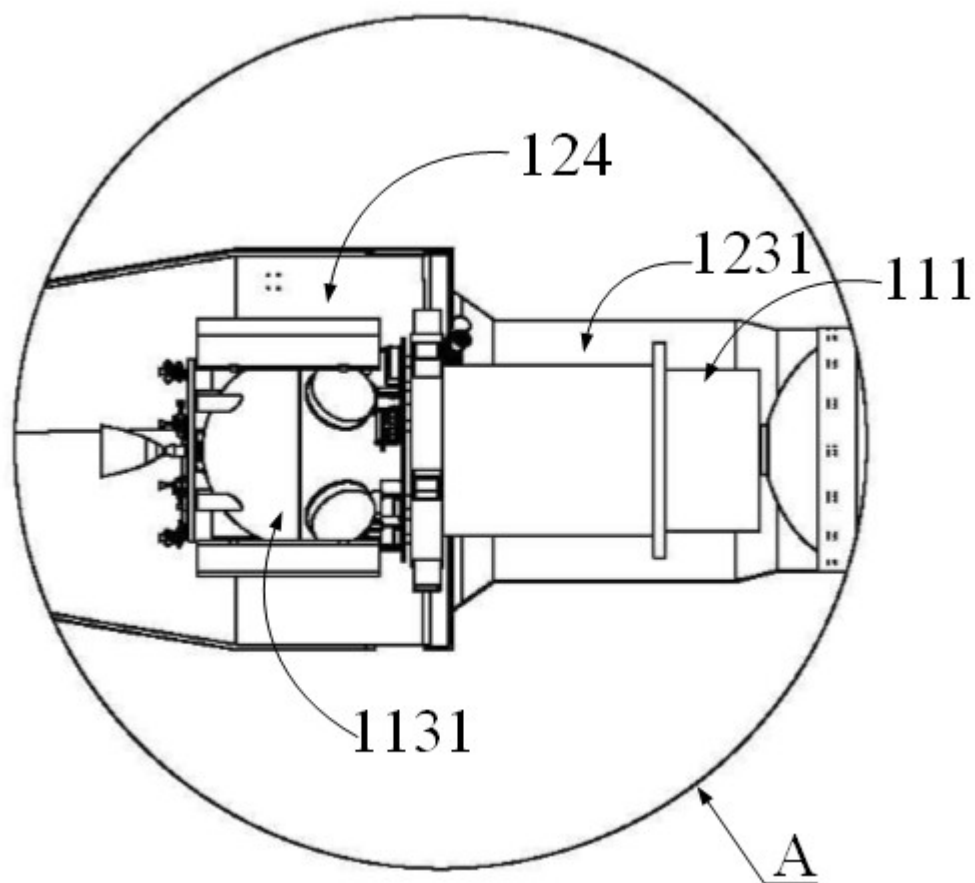


图2

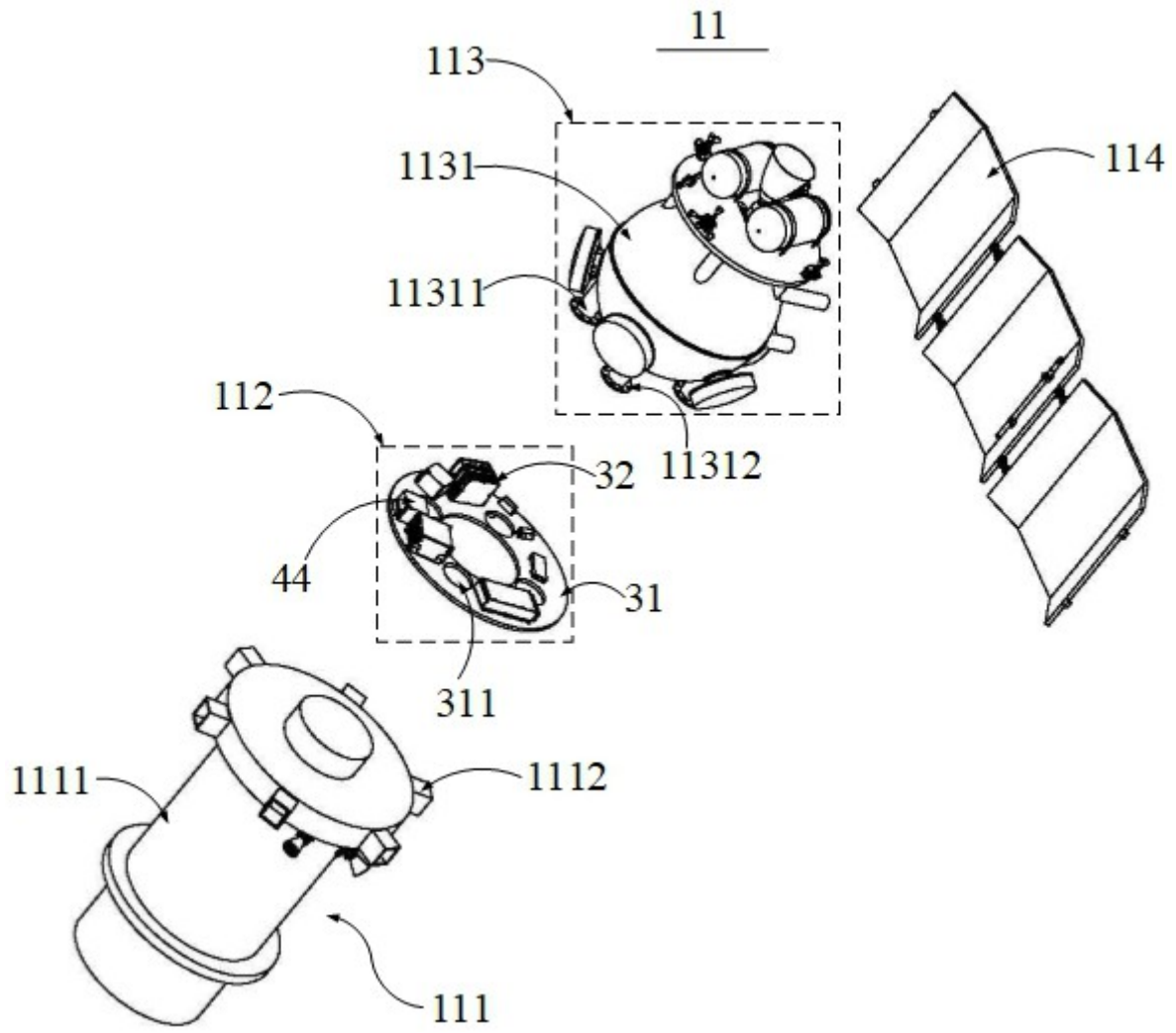


图3

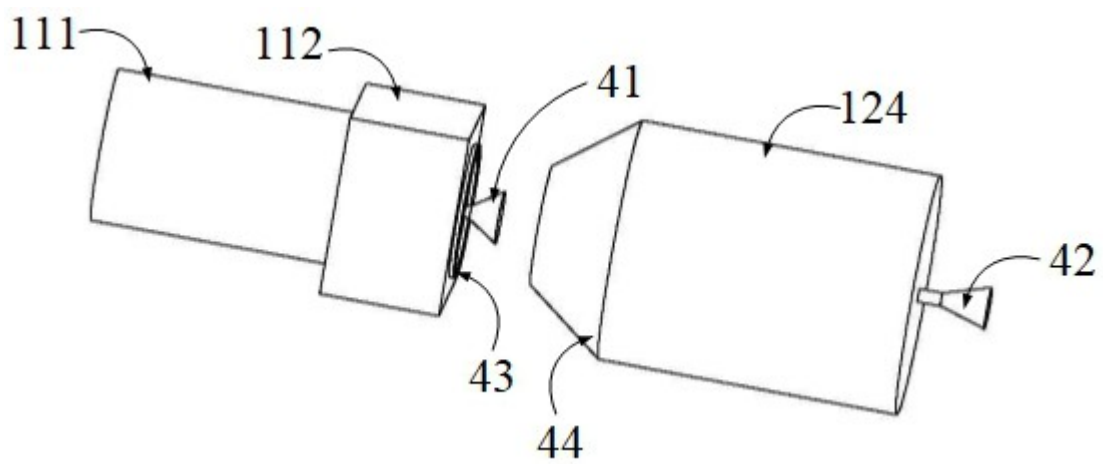


图4

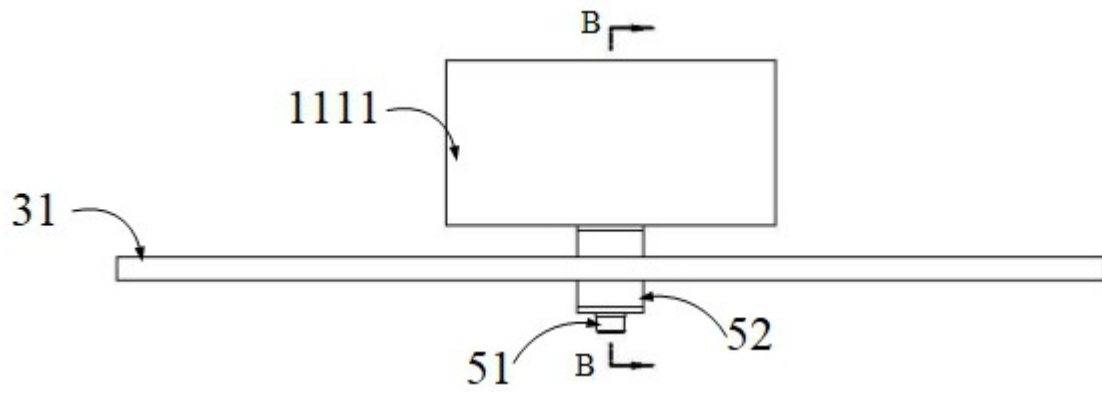


图5

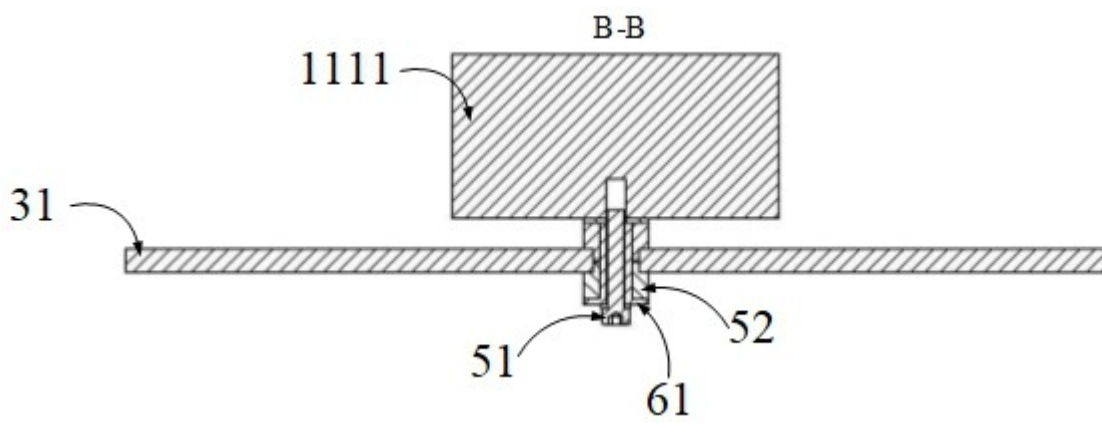


图6

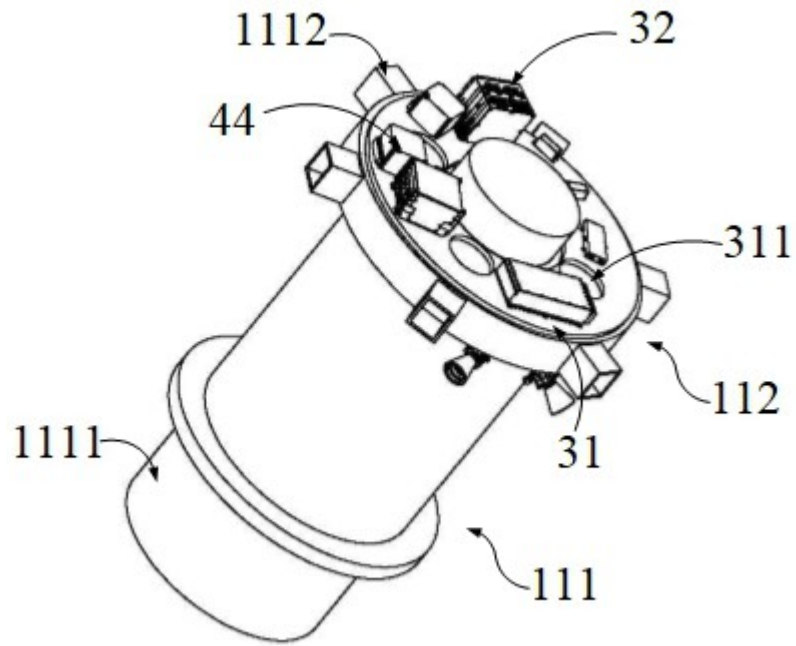


图7

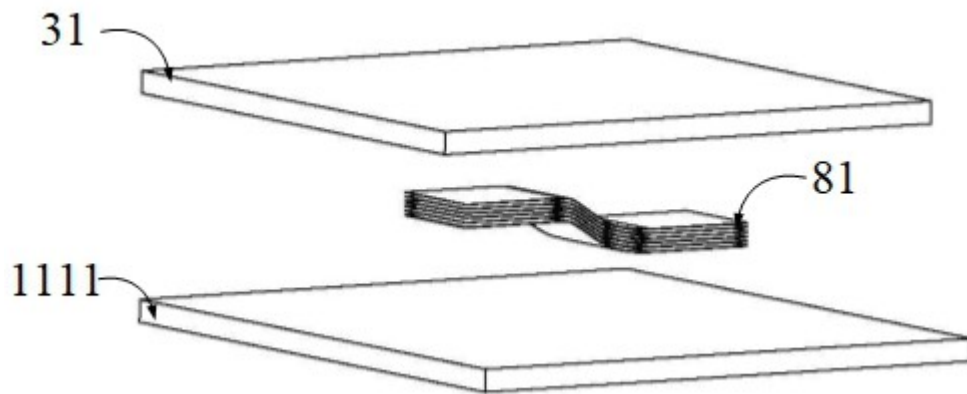


图8

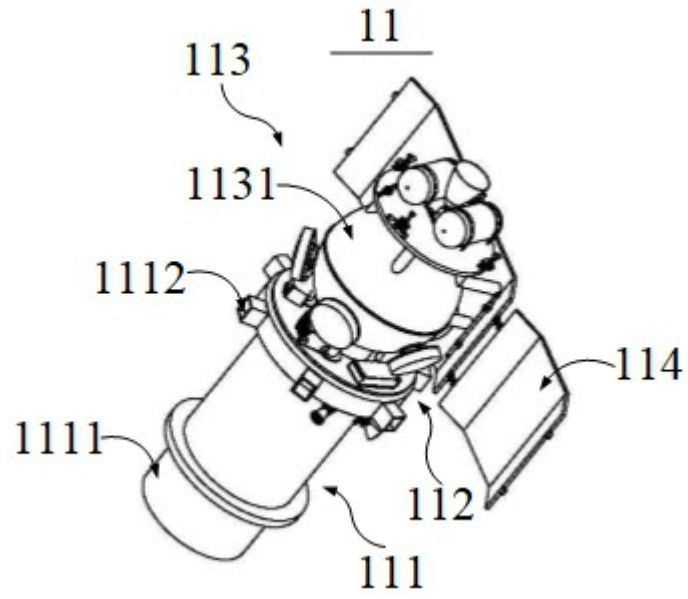


图9

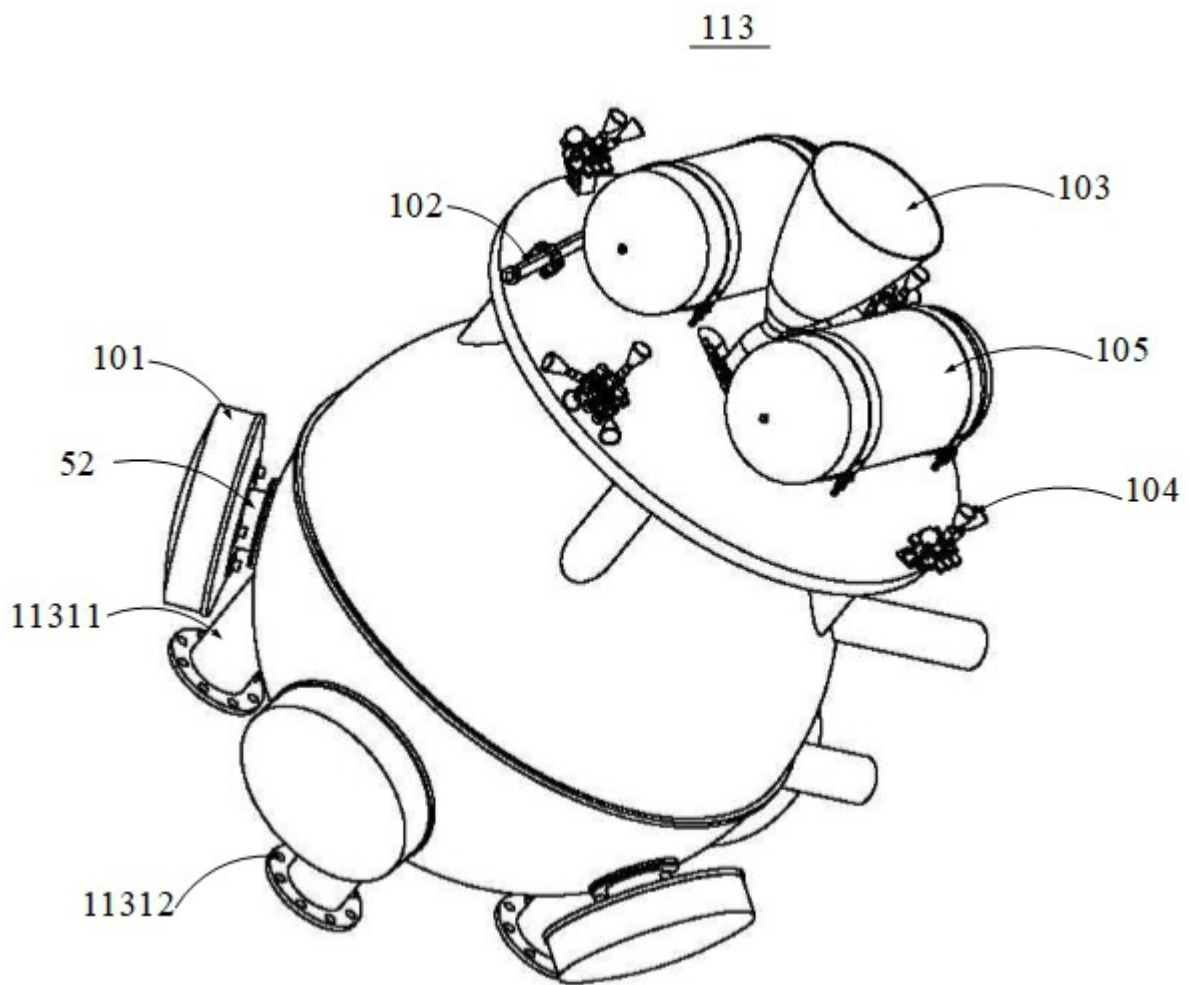


图10